

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-257344

(43)Date of publication of application : 11.09.2002

(51)Int.Cl.

F23R 3/28
F02C 7/232
F23C 11/00
F23D 14/22

(21)Application number : 2001-050706

(71)Applicant : HITACHI LTD

(22)Date of filing : 26.02.2001

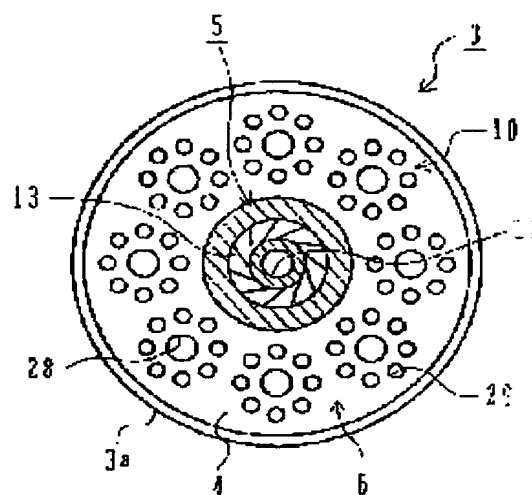
(72)Inventor : INAGE SHINICHI
HAYASHI AKINORI
KOIZUMI HIROMI
KOBAYASHI SHIGEYOSHI

(54) GAS TURBINE COMBUSTOR

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To obtain a gas turbine combustor in which stabilized combustion is ensured even when high temperature air is used through regeneration cycle while lowering NOx.

SOLUTION: Downstream side of the opening of a fuel nozzle 28 and an air nozzle 29 in a slow combustion burner 6 is fully filled with diffuse combustion gas because diffuse flame 17 from a pilot burner 5 reaches thereat. When air 15 and fuel 16 is jetted at high speed, a powerful swirl is formed in the diffuse combustion gas and the air 15 and fuel 16 are diluted before being mixed directly. Oxygen density decreases in the air 15 entrained into the high temperature inert gas, i.e., the diffuse combustion gas, and the fuel 16 is decomposed thermally. When they are mixed, a slow combustion region 21 where generation of NOx is retarded through very slow combustion is formed on the downstream side of the opening of the fuel nozzle 28 and the air nozzle 29.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

18.02.2004

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

BEST AVAILABLE COPY

[Number of appeal against examiner's decision
of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's
decision of rejection]

[Date of extinction of right]

(11)特許出願公開番号

特開2002-257344

(P2002-257344A)

(43)公開日 平成14年9月11日(2002.9.11)

(51) Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	データベース(参考)
F 2 3 R 3/28		F 2 3 R 3/28	D 3 K 0 1 9
F 0 2 C 7/232		F 0 2 C 7/232	B 3 K 0 6 5
F 2 3 C 11/00	Z A B	F 2 3 C 11/00	Z A B
	3 2 1		3 2 1
F 2 3 D 14/22		F 2 3 D 14/22	C
審査請求 未請求 請求項の数7 OL (全 10 頁)			

(21)出願番号	特願2001-50706(P2001-50706)	(71)出願人	000005108 株式会社日立製作所 東京都千代田区神田駿河台四丁目6番地
(22)出願日	平成13年2月26日(2001.2.26)	(72)発明者	稲毛 真一 茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株式会社日立製作所電力・電機開発研究所内
		(72)発明者	林 明典 茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株式会社日立製作所電力・電機開発研究所内
		(74)代理人	100077816 弁理士 春日 譲

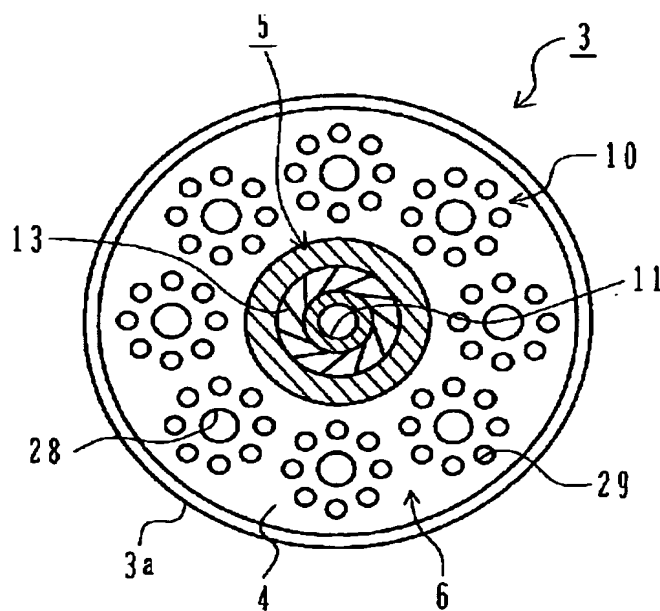
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン燃焼器

(57) 【要約】

【課題】ガスタービン燃焼器において、再生サイクルによる高温空気を用いても安定した燃焼を可能とし、かつ低 NO_x 化を図る。

【解決手段】緩慢燃焼バーナー 6 における燃料ノズル 28 と空気ノズル 29 の開口部下流側には、パイロットバーナー 5 からの拡散火炎 17 が到達して拡散燃焼ガスが充満している。そこに高速でジェット状に空気 15 及び燃料 16 が噴出されると、空気 15 と燃料 16 が直接混合する前に拡散燃焼ガスに強い巻き込み渦が形成されて希釈・混合される。高温の不活性ガスである拡散燃焼ガスに巻き込まれて混合された空気 15 は酸素濃度が低下し、燃料 16 は熱により熱分解を生じる。これらが混合することにより、燃料ノズル 28 と空気ノズル 29 の開口部下流側には、非常に緩慢に燃焼を進めて NO_x の発生を抑えた緩慢燃焼領域 21 が形成される。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 空気と燃料を拡散混合させながら燃焼させるパイロットバーナーと、前記パイロットバーナーにより生じた燃焼ガス中に空気と燃料を個別に噴出し、それぞれ前記燃焼ガスと混合してから熱反応を生じさせることにより緩慢燃焼を行わせる緩慢燃焼バーナーとを備えることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項2】 請求項1記載のガスタービン燃焼器において、前記緩慢燃焼バーナーは、前記空気と燃料を前記パイロットバーナーにより生じた燃焼ガス中に個別にジェット状に噴出するバーナーであることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項3】 請求項1記載のガスタービン燃焼器において、前記緩慢燃焼バーナーは、前記空気と燃料をそれらが直接接触しないような高速で前記パイロットバーナーにより生じた燃焼ガス中に個別に噴出するバーナーであることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項4】 請求項1記載のガスタービン燃焼器において、前記緩慢燃焼バーナーは、前記空気と燃料を前記ガスタービン燃焼器出口の燃焼ガスの平均流出速度の2倍以上の高速で噴出するバーナーであることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項5】 請求項1～4のいずれか1項記載のガスタービン燃焼器において、前記緩慢燃焼バーナーは、前記パイロットバーナーの周囲に同心円状に配置された複数のノズル配列を有するバーナーであることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項6】 請求項1～4のいずれか1項記載のガスタービン燃焼器において、前記緩慢燃焼バーナーは、前記パイロットバーナーの周囲に配置された複数の独立した緩慢燃焼バーナーを有することを特徴とするガスタービン燃焼器。

【請求項7】 請求項1～4のいずれか1項記載のガスタービン燃焼器において、前記緩慢燃焼バーナーは、複数の分割された燃料供給系統を有し、燃料を供給する前記燃料供給系統の数を、ガスタービンの負荷の大きさに応じて段階的に切換増減するバーナーであることを特徴とするガスタービン燃焼器。

【発明の詳細な説明】**【0001】**

【発明の属する技術分野】 本発明は、拡散燃焼方式と加熱による緩慢燃焼方式を組み合わせたガスタービン燃焼器に係わり、特に再生サイクル等の利用により、燃焼器入口空気温度が600℃を超えるような条件で運用し、なおかつガスタービン燃焼器から排出されるNO_xの低減が要求されるガスタービンへの適用に最適なガスタービン燃焼器に関する。

【0002】

【従来の技術】 従来よりガスタービンの排出ガス中の窒素酸化物（以下、NO_xという）を低減させる代表的な

方法としては、拡散燃焼方式と予混合燃焼方式を併せて行う方法がある。このような方法の場合、まず拡散燃焼を行うパイロットバーナーにより旋回流を用いて空気と燃料を拡散混合し安定した拡散火炎を形成する。次に予め予混合器内で空気と燃料を混合して生成した予混合気に、拡散火炎をパイロット火炎として着火させる。これにより予混合火炎の形成を安定化させてガスタービン燃焼器全体における安定的な燃焼を実現させることができ、また拡散燃焼に対する予混合燃焼の割合を増加させることにより（予混合燃焼をメインとすることにより）、排気ガス中のNO_xの割合を低減することができる。

【0003】 以上のような拡散燃焼方式と予混合燃焼方式を併せて行うガスタービン燃焼器（以下、単に燃焼器という）の一例として、特開平8-86407号公報の図2で示すものがある。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】 しかしながら、上記従来技術には次のような問題がある。

【0005】 ガスタービンにおけるエネルギー熱効率の向上を目的として再生サイクル方式が提案されている。これは、タービン駆動後の燃焼ガスの排気経路と、圧縮機から燃焼器に至る圧縮空気の経路の間を渡すように再生熱交換器を備え、燃焼ガスから排熱を回収して圧縮空気の温度を上昇させた後に燃焼器に供給するものである。この場合圧縮空気の空気温度はおよそ600℃を越えるものとなる。

【0006】 上記従来の拡散燃焼方式と予混合燃焼方式を併せて行う燃焼器に、上記再生サイクル方式による高温の圧縮空気を供給した場合には、予混合火炎の燃焼速度が著しく上昇して予混合器の内部への逆火ポテンシャルが増大する。また圧縮空気の温度が燃料の自発火温度（ガスタービン用燃料としてよく用いられる液化天然ガスの自発火温度630℃）を超える場合には、予混合器内で自発火が生じる可能性がある。これら予混合器内における逆火や自発火の発生は燃焼を不安定にし、NO_xを増大させる原因となる。よって再生サイクルにより600℃を越える空気を用いたガスタービンで、低NO_x化のため予混合燃焼方式を用いることは実現が困難であると考えられる。

【0007】 本発明の目的は、再生サイクルによる高温空気を用いても安定した燃焼が可能であり、かつ低NO_x化を図ることのできるガスタービン燃焼器を提供することにある。

【0008】

【課題を解決するための手段】 （1）上記目的を達成するために、本発明は、空気と燃料を拡散混合させながら燃焼させるパイロットバーナーと、前記パイロットバーナーにより生じた燃焼ガス中に空気と燃料を個別に噴出し、それぞれ前記燃焼ガスと混合してから熱反応を生じ

させることにより緩慢燃焼を行わせる緩慢燃焼バーナーとを備えるものとする。

【0009】このようにパイロットバーナーと緩慢燃焼バーナーとを設けることにより、拡散燃焼による安定した高温の燃焼ガスを利用して明確な火炎及び高温部分を形成させることのない緩慢燃焼を行うことができ、その結果、再生サイクルによる高温の圧縮空気をを用いた場合でも逆火や自発火を起こすことなく、安定した燃焼が可能であり、かつ NO_x を低減することができる。

【0010】(2) 上記(1)のガスタービン燃焼器において、好ましくは、前記緩慢燃焼バーナーは、前記空気と燃料を前記パイロットバーナーにより生じた燃焼ガス中に個別にジェット状に噴出するバーナーであるものとする。

【0011】このように燃焼ガス中に空気と燃料をジェット状に噴出することにより、燃焼ガス中に噴出した空気と燃料は燃焼ガスと混合してから熱反応を生じさせるものとなる。

【0012】(3) 上記(1)のガスタービン燃焼器において、好ましくは、前記緩慢燃焼バーナーは、前記空気と燃料をそれらが直接接触しないような高速で前記パイロットバーナーにより生じた燃焼ガス中に個別に噴出するバーナーであるものとする。

【0013】このように空気と燃料を直接接触しないような高速で燃焼ガス中に噴出させることにより、燃焼ガス中に噴出した空気と燃料は燃焼ガスと混合してから熱反応を生じさせるものとなる。

【0014】(4) 上記(1)のガスタービン燃焼器において、好ましくは、前記緩慢燃焼バーナーは、前記空気と燃料を前記ガスタービン燃焼器出口の燃焼ガスの平均流出速度の2倍以上の高速で噴出するバーナーであるものとする。

【0015】このような速度で空気と燃料を噴出することにより、燃焼ガス中に噴出した空気と燃料は燃焼ガスと混合してから熱反応を生じさせるものとなる。

【0016】(5) 上記(1)～(4)のいずれかのガスタービン燃焼器において、好ましくは、前記緩慢燃焼バーナーは、前記パイロットバーナーの周囲に同心円状に配置された複数のノズル配列を有するバーナーであるものとする。

【0017】(6) 上記(1)～(4)のいずれかのガスタービン燃焼器において、好ましくは、前記緩慢燃焼バーナーは、前記パイロットバーナーの周囲に配置された複数の独立した緩慢燃焼バーナーを有するものとする。

【0018】(7) 上記(1)～(4)のいずれか1項記載のガスタービン燃焼器において、好ましくは、前記緩慢燃焼バーナーは、複数の分割された燃料供給系統を有し、燃料を供給する前記燃料供給系統の数を、ガスタービンの負荷の大きさに応じて段階的に切換増減するバ

ーナーであるものとする。

【0019】これにより、ガスタービンの負荷に応じた起動及び運転が可能となる。

【0020】

【発明の実施の形態】以下、本発明の実施の形態を図面に従い説明する。

【0021】図1は本発明の第1の実施の形態に係わる燃焼器の軸方向断面図であり、図2は、図1中の矢視Aから見た燃焼器の側面図である。なお、以下において、燃焼ガスの流通方向Bの上流側を後方側とし、下流側を前方側とする。

【0022】図1において、1は燃焼器であって、燃焼器1は円筒形の燃焼器ケース2と、この燃焼器ケース2の一端の内側に取り付けられたバーナー組立体3とを有している。バーナー組立体3は中央部に位置するパイロットバーナー5と、パイロットバーナー5を取り囲む緩慢燃焼バーナー6とで構成されている。緩慢燃焼バーナー6は筒体3aと、この筒体3aの先端に設置された緩慢燃焼用の環状のノズルプレート4を有し、このノズルプレート4の内側にパイロットバーナー5が設置されている。筒体3aの後方には隔壁円板7が配置され、隔壁円板7の後方側面には環状マニホールド23が取り付けられている。

【0023】燃焼器ケース2の軸方向中央よりやや前方側には周方向に隔置された複数の希釈用空気孔8が形成されている。

【0024】バーナー組立体3の筒体3aの先端側の外周上にはシールバネ9が設けられ、このシールバネ9により燃焼器ケース2との嵌合部の気密を確保している。

【0025】また、緩慢燃焼バーナー6はノズルプレート4の周方向に同心円状に配置された8組の緩慢燃焼ノズル10を有し、各緩慢燃焼ノズル10は中央に位置しノズルプレート4の前面で開口する燃料ノズル28と、ノズルプレート4の燃料ノズル28の周囲に形成された8つの空気ノズル29とからなっている。燃料ノズル28は燃料ノズル管12bの先端開口部で構成されている。

【0026】パイロットバーナー5はその中央部に1つの燃料ノズル11を有し、その外周には旋回器13が同軸的に設けられている。燃料ノズル11は燃料ノズル管12aの先端開口部で構成されている。旋回器13は後方から流入した空気を周方向に旋回させながら前方へ噴出させる。

【0027】隔壁円板7は筒体3aの後端から離間して配置されており、パイロットバーナー5及び各緩慢燃焼バーナー6の各燃料ノズル管12a、12bはこの隔壁円板7に接続され、かつ燃料ノズル管12aは隔壁円板7を貫通して更に後方に伸びると共に、緩慢燃焼バーナー6の各燃料ノズル管12bは環状マニホールド23の内部に連通している。

【0028】また、パイロットバーナー5の旋回器13及び各緩慢燃焼バーナー6の各空気ノズル11は、隔壁円板7とノズルプレート4との間に形成された空間である圧縮空気チャンバ14に開口している。

【0029】図3は、本実施の形態に係わるガスタービン燃焼器を用いた再生サイクル方式のガスタービンの概略構成図である。

【0030】図3において、圧縮機101と、タービン部103と、再生熱交換器104と、上記の燃焼器1とでガスタービン全体が構成されている。燃焼器1は圧縮機101から供給された圧縮空気により燃料を燃焼させて燃焼ガスを生成し、この燃焼ガスを燃焼ガス通路106を通じてタービン部103に送り、タービン部103はその燃焼ガスによりジェネレータ（発電機）Gを回転駆動し燃焼ガスのエネルギーを電気エネルギーとして変換する。タービン部103で仕事をした燃焼ガスは、排ガス通路107を通じて外部に排出される。

【0031】また、圧縮機101から圧縮空気通路105を通過する圧縮空気は、再生熱交換器104にて排ガス通路107を通過する排ガスから排熱を回収して600℃を越える高温空気となり、燃焼器1に供給される。

【0032】図1に戻り、圧縮空気通路105から供給された圧縮空気15は、圧縮空気チャンバ14を介してパイロットバーナー5の旋回器13及び各緩慢燃焼バーナー6の空気ノズル29に流入し、燃焼器ケース2内へ噴出される。このとき、旋回器13からの圧縮空気15は、周方向に旋回しながら噴出される。

【0033】ガスタービン起動～低負荷時は、図示しない燃料供給系統より燃料ノズル管12aを介してパイロットバーナー5の燃料ノズル11にだけ燃料16を供給し、拡散火炎17を形成する。この拡散火炎17は、旋回器13から噴出された空気旋回流が燃料16と直接混ざりながら燃焼するため安定的に形成される。また、この時点で各緩慢燃焼ノズル10の各空気ノズル29からも圧縮空気15が噴出され、拡散燃焼ガスを希釈する役割を果たす。

【0034】その後、ガスタービンの負荷上昇に伴い、環状マニホールド23および燃料ノズル管12bを介して各緩慢燃焼ノズル10の各燃料ノズル28にも燃料16が供給される。このとき、燃料16は後述するような高速のジェット状で噴出され、パイロットバーナー5の拡散火炎をパイロット火炎として用いることにより、安定した緩慢燃焼が行われ低NO_xでの運用が維持される。また、この時点で燃焼器ケース2の各希釈用空気孔8から希釈用空気18が流入されることにより、拡散燃焼ガスと緩慢燃焼ガスの混合が助長されると共に、燃焼ガス全体の温度が調整される。

【0035】次に緩慢燃焼の原理を図4を用いて説明する。図4は、緩慢燃焼を行っているときの緩慢燃焼バーナー6の要部の軸方向断面図であり、図中の上方が燃焼

ガスの下流側（燃焼器1の前方側）に相当する。

【0036】図4において、燃料ノズル28及び空気ノズル29からは、数十m/s程度的高速ジェット状に燃料16及び空気15が個別に噴出されている。一旦、燃料ノズル28と空気ノズル29の下流側に拡散火炎が形成されると、その燃焼による高温燃焼ガス20中に空気15及び燃料16がジェット状に噴出されることになり、このとき高温燃焼ガス20の強い巻き込み渦19が形成される。そのため、噴出された空気15は、一種の不活性ガスである高温燃焼ガス20を巻き込んで混合することにより希釈され、相対的に酸素濃度が低下する。また、噴出された燃料16は、高温燃焼ガス20を巻き込んで混合することにより、高温燃焼ガス20の熱によって熱分解が生じる。

【0037】ここで、例えば空気15の酸素濃度が通常の21%程度とし、燃料16をメタン（CH₄）とした場合には、以下のような反応が進行する。

・空気：空気（21%O₂）＋燃焼ガス（15%O₂）→
希釈空気（17～18%O₂）

・燃料：2CH₄＋O₂ → 2CO＋2H₂（熱分解）

これら相対的に酸素濃度の低下した希釈空気と、熱分解した燃料により、燃料ノズル28と空気ノズル29の下流側に、以下のような熱反応（一種の燃焼）が非常に緩慢に進む熱反応領域（以下、緩慢燃焼領域21という）が形成される。

【0038】2H₂＋O₂ → 2H₂O＋反応熱

2CO＋O₂ → 2CO₂＋反応熱

また、燃料ノズル28及び空気ノズル29の間の死水領域には、循環流22が形成されるため、その領域には安定した緩慢燃焼領域21が形成される。この緩慢燃焼領域21には、明確な火炎及び高温部分が形成されないため、NO_xの発生を抑制できる。

【0039】ここで、本発明における空気15と燃料16の噴出速度は、ガスタービン燃焼器1出口における燃焼ガス平均流速の2倍以上であるのが好ましい。

【0040】噴出速度が遅すぎると空気15と燃料16が直接混合してしまい、その後すぐに燃焼して明確な火炎や高温部分を形成しNO_xの発生が増加してしまう。燃料16の種類やその他の条件にもよるが、噴出速度が遅くともガスタービン燃焼器出口の燃焼ガス平均流速の2倍以上であれば、空気と燃料は直接混合せずに個別に燃焼ガスに噴出されて良好な緩慢燃焼を行えることが判明した。

【0041】次に、比較例として、拡散燃焼方式と予混合燃焼方式を併用した従来の燃焼器について説明する。

【0042】図5はこのような従来技術による燃焼器の軸方向断面図である。図5において、200は拡散燃焼によるパイロットバーナーであり、拡散火炎用燃料ノズル201と、旋回器202とで構成されており、このパイロットバーナー200の周囲に2重管構造の予混合器

203が設けられている。予混合器203の後方から圧縮空気15が供給され、その内部には燃料ノズル204が設けられている。

【0043】予混合器203内では後方から供給された圧縮空気15と燃料ノズル204から噴出された燃料16とが混合して予混合気205が生成される。この予混合気205は予混合器203の前方端部から放出され、パイロットバーナー202による拡散火炎206をパイロット火炎として着火され予混合燃焼を行う。この予混合燃焼は、すでに燃焼しやすい状態にある予混合気205を常に直接着火していることにより、安定した予混合火炎207を形成する。

【0044】このような燃焼方式の場合は、予混合火炎207を含めた燃焼器全体の燃焼を安定させることが可能であると同時に、拡散燃焼に対する予混合燃焼の割合を増加させる（即ち予混合燃焼をメインとする）ことにより排気ガス中の NO_x の発生を低減することができる。

【0045】しかし、エネルギー熱効率の向上を目的としてこのような燃焼器に再生サイクル方式を適用した場合には、燃焼器に供給される圧縮空気が600℃を越え、予混合火炎207の燃焼速度が著しく上昇するために、予混合器203内への逆火ポテンシャルも著しく増大する。さらに、圧縮空気15の温度が燃料の自発火温度（ガスタービン運用によく用いられる液化天然ガスの自発火温度630℃）を越えると、予混合器203内で自発火が生じる可能性がある。再生サイクル方式を適用する場合には、このような問題から予混合燃焼方式を用いることができなかった。

【0046】このような従来技術に対し、上述した本実施の形態の燃焼器1は自発火や逆火の発生しやすい予混合気を用いることなく、明確な火炎及び高温部分を形成しない緩慢燃焼を行うことから、600℃を越える高温の圧縮空気をを用いた場合でも逆火や自発火を発生させることなく、かつ確実に NO_x の発生を低減することができる。

【0047】従って、本実施の形態によるガスタービン燃焼器を用いることにより、再生サイクルによる高温空気をを用いても安定した燃焼を行いつつ NO_x の発生を抑えることができ、再生サイクル方式による高いエネルギー熱効率での運用が可能となる。

【0048】本発明の第2の実施の形態を図6、図7により説明する。図中、図2、図3に示す部分と同等の部分には同じ符号を付し説明を省略する。本実施の形態は、複数の緩慢燃焼ノズルをそれぞれ独立した構成の緩慢燃焼バーナーとして設けたものである。

【0049】図6、図7において、本実施の形態による燃焼器1Aは、プレート27に嵌合されてそれぞれ独立に構成した4つの緩慢燃焼バーナー6Aを備えている。

【0050】各緩慢燃焼バーナー6Aは小径のバーナー

ケース24の先端に円板25を設置し、円板25には中央に燃料ノズル28を1つ設け、その周囲に8つの空気ノズル29を設けて1組の緩慢燃焼ノズル10を構成している。

【0051】以上のように構成した本実施の形態においては、パイロットバーナー5で拡散燃焼を行い、更に環状マニホールド23を介して全ての緩慢燃焼バーナー6Aに一括して燃料16を供給することにより、第1の実施の形態と同様の緩慢燃焼を行うことができ、再生サイクルによる高温の圧縮空気15を用いた場合でも逆火や自発火を起こすことなく、かつ NO_x の発生を低減することができる。

【0052】また本実施の形態においては、各緩慢燃焼バーナー6Aをバーナー組立体3Aと独立に構成（プレート27と別体で構成）していることにより、個別に修理・交換することができ、それによりメンテナンス作業が容易になる。

【0053】本発明の第3の実施の形態を図8、図9により説明する。図中、図2、図3に示す部分と同等の部分には同じ符号を付し説明を省略する。本実施の形態は、2つの独立した燃料供給系統より燃料が供給される8組の緩慢燃焼ノズルに対し、タービン負荷の大きさに応じて燃料を供給する緩慢燃焼ノズルの数を段階的に増減切換できるようにしたものである。

【0054】図8、図9において、本実施の形態による燃焼器1Bは、ノズルプレート4の中央部にパイロットバーナー5を設け、その周囲のノズルプレート4に8組の緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10d, 10e, 10f, 10g, 10hを形成して緩慢燃焼バーナー6を設けている。また各緩慢燃焼ノズルの燃料ノズル28を構成する燃料ノズル管12bはそれぞれ後方の隔壁円板7を貫通して単体マニホールド26に連通し燃料供給系統に接続されている。

【0055】それらの燃料供給系統は第1段と第2段の2つの燃料供給系統31, 32に分割されており、第1段燃料供給系統に属する4つの緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10dと、第2段燃料供給系統に属する他の4つの緩慢燃焼ノズル10e, 10f, 10g, 10hは、周方向で各段燃料供給系統別に交互に配置されている。また各段の燃料供給系統31, 32は、燃料バルブ33, 34を切り換えることによりそれぞれ燃料16の供給量を独立して制御可能となっている。

【0056】次に、以上のように構成した燃焼器の運転方法を図10を用いて説明する。図10はタービン負荷に対する各バーナーへの燃料供給量の関係を示す図である。図10において、ガスタービンの起動時（タービン負荷0%）からタービン負荷がX%未満の間の低負荷時においては、パイロットバーナー5のみに燃料16を供給して安定した拡散火炎17のみで運用し、タービン負荷の大きさに応じて燃料供給量を連続的に増減して調整

する。

【0057】またガスタービンを起動した時点から、圧縮空気チャンバ14から圧縮空気15が供給されて旋回器13から噴出し燃料16と混合して燃焼すると共に、各緩慢燃焼ノズル10の空気ノズル29からも圧縮空気15が噴出されて拡散燃焼ガスを希釈している。

【0058】その後タービン負荷が上昇してX%に達した時、パイロットバーナー5への燃料供給量を低減すると共に、燃料バルブ33を開いて第1段燃料供給系統に属する緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10dへ緩慢燃焼に必要な量の燃料を供給する。

【0059】ここで、上述したように緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10dが緩慢燃焼を行うには、空気15と燃料16をそれぞれ拡散燃焼ガスに対し直接接触しても燃焼しないほどの高い速度で噴出混合させる必要があるため、燃料ノズル28及び空気ノズル29の径が固定されている以上、ある程度より多くの燃料供給量を必要とする時点で初めて緩慢燃焼を行わせることができる。

【0060】すなわち、このX%のタービン負荷は、第1段燃料供給系統31に属する4つの緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10dを合わせて作動させた場合の最低出力（緩慢燃焼を行える最小燃料供給時の出力）を必要とする部分負荷も大きな負荷であり、このタービン負荷がX%以上に達した時点で初めて第1段燃料供給系統31に属する緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10dに同量の燃料16が供給され、緩慢燃焼バーナー6全体の半分で緩慢燃焼を行う。

【0061】タービン負荷がX%からY%の間の中負荷時においては、第1段燃料供給系統31への燃料供給量を一定に維持し、タービン負荷の大きさに応じてパイロットバーナー5への燃料供給量を連続的に増減して調整する。

【0062】さらにタービン負荷が上昇してY%に達した時、再度パイロットバーナー5への燃料供給量を低減すると共に、燃料バルブ34を開いて第2段燃料供給系統32に属する緩慢燃焼ノズル10e, 10f, 10g, 10hへの緩慢燃焼必要量の燃料の供給を開始し、緩慢燃焼バーナー6全体で緩慢燃焼を行う。

【0063】タービン負荷がY%から100%定格負荷の間の高負荷時においては、パイロットバーナー5への燃料供給量を低いまま一定に維持し、タービン負荷の大きさに応じて第1段及び第2段の燃料供給系統31, 32に属する全ての緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10d, 10e, 10f, 10g, 10hへの燃料供給量を連続的に増減して調整する。

【0064】以上のように構成した本実施の形態及びその燃料供給方法によれば、ガスタービンの起動からタービン定格負荷の間のどの部分負荷時にも適切に対応して燃料供給量を増減調整しつつも、各緩慢燃焼ノズル10

a, 10b, 10c, 10d, 10e, 10f, 10g, 10hにおける燃料噴出速度を適切に維持して常に良好な緩慢燃焼を実現することができる。

【0065】なお、上記第3の実施の形態では、8組設けた緩慢燃焼ノズル10a, 10b, 10c, 10d, 10e, 10f, 10g, 10hのうち半分（4つ）ずつを2つの燃料供給系統31, 32に振り分け、燃料16を供給する燃料供給系統の数を2段階で増減切換したが、本発明のガスタービン燃焼器はこれに限られず、例えば図11、図12に示すように4つの緩慢燃焼バーナー6Aa, 6Ab, 6Ac, 6Adを設けて各緩慢燃焼バーナーごとに独立した4つの燃料供給系統35, 36, 37, 38に接続されてそれぞれ段階的に燃料16の供給を行う構成とすることも可能である。この場合のタービン負荷に対する各バーナーへの燃料供給量の関係は、図13に示すように燃料供給系統ごとに4段階の燃料供給を行う。このように構成することにより、上記の2段階の燃料供給を行う構成と比較して、さらに部分負荷の変化に適切に対応した量の燃料を供給でき、より良好な緩慢燃焼を維持しつつ運用コストを削減することができる。

【0066】

【発明の効果】本発明によれば、拡散燃焼による安定した高温の燃焼ガスを利用して明確な火炎及び高温部分を形成させることのない緩慢燃焼を行うことができ、その結果、再生サイクルによる高温の圧縮空気をを用いた場合でも逆火や自発火を起こすことなく、安定した燃焼が可能であり、かつNO_xを低減することができる。

【0067】また、本発明によれば、どの部分負荷時にも適切に対応して燃料供給量を増減調整しつつも、各緩慢燃焼バーナーにおける燃料噴出速度を適切に維持して常に良好な緩慢燃焼を実現することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係わる燃焼器を適用する再生サイクル方式のガスタービンの一例の概略構成図である。

【図2】本発明の第1の実施の形態に係わる燃焼器の軸方向断面図である。

【図3】図2中の矢視Aから見た燃焼器の側面図である。

【図4】緩慢燃焼を行っている最中の緩慢燃焼バーナーの軸方向断面図であり、

【図5】拡散燃焼方式と予混合燃焼方式を併用した燃焼器の軸方向断面図である。

【図6】本発明の第2の実施の形態に係わる燃焼器の軸方向断面図である。

【図7】図6中の矢視Aから見た燃焼器の側面図である。

【図8】本発明の第3の実施の形態に係わる燃焼器の軸方向断面図である。

【図9】図8中の矢視Aから見た燃焼器の側面図であ

る。

【図10】本発明の第3の実施の形態に係わる燃焼器のタービン負荷に対する各バーナーへの燃料供給量の関係を示す図である。

【図11】本発明の第3の実施の形態の変形例に係わる燃焼器の軸方向断面図である。

【図12】図11中の矢視Aから見た燃焼器の側面図である。

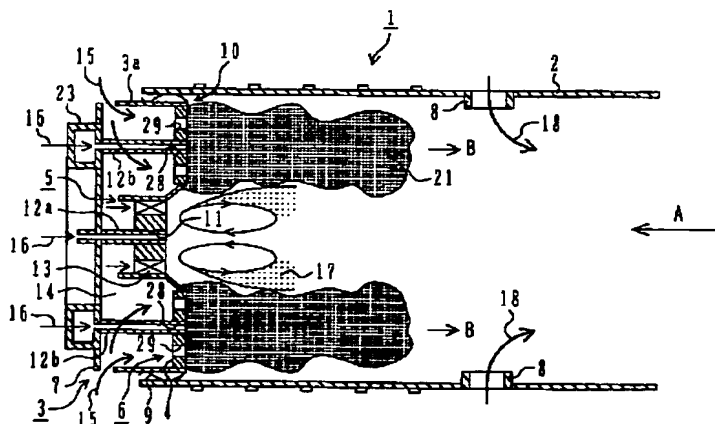
【図13】本発明の第3の実施の形態の変形例に係わる燃焼器のタービン負荷に対する各バーナーへの燃料供給量の関係を示す図である。

【符号の説明】

- 1, 1 A, 1 B, 1 C 燃焼器
- 2 燃焼器ケース
- 3, 3 A バーナー組立体
- 3 a 筒体
- 4 ノズルプレート
- 5 パイロットバーナー
- 6, 6 A, 緩慢燃焼バーナー
- 7, 7 A 隔壁円板
- 8 希釈用空気孔
- 9 シールバネ
- 10 緩慢燃焼ノズル
- 11 燃料ノズル
- 12 a, 12 b 燃料ノズル管
- 13 旋回器
- 14 圧縮空気チャンバ
- 15 圧縮空気
- 16 燃料

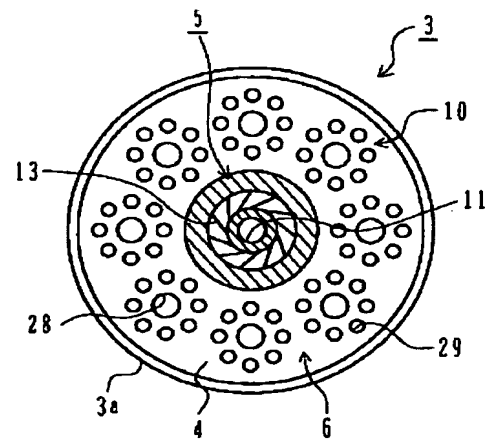
- 17 拡散火炎
- 18 希釈用空気
- 19 巻き込み渦
- 20 高温燃焼ガス
- 21 緩慢燃焼領域
- 22 循環流
- 23 環状マニホールド
- 24 バーナーケース
- 25 円板
- 26 単体マニホールド
- 27 プレート
- 28 燃料ノズル
- 29 空気ノズル
- 31 第1段燃料供給系統
- 32 第2段燃料供給系統
- 33, 34 燃料バルブ
- 35 第1段燃料供給系統
- 36 第2段燃料供給系統
- 37 第3段燃料供給系統
- 38 第4段燃料供給系統
- 39, 40, 41, 42 燃料バルブ
- 101 圧縮機
- 102 燃焼器
- 103 タービン部
- 104 再生熱交換器
- 105 圧縮空気通路
- 106 燃焼ガス通路
- 107 排ガス通路
- G ジェネレータ

【図1】

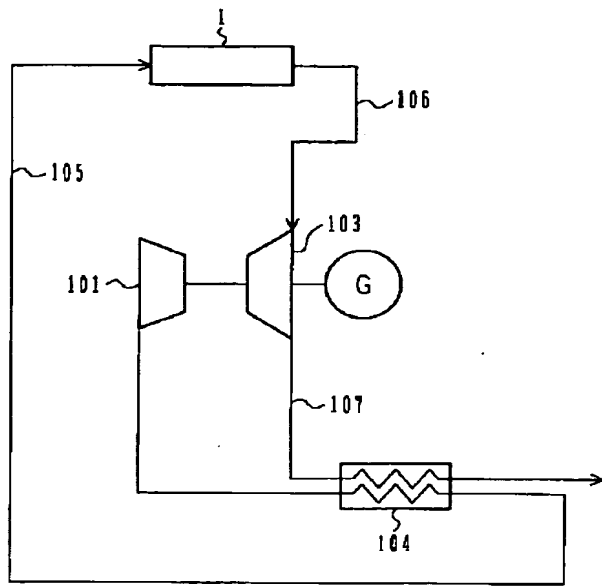


- | | | |
|--------------|------------------|-----------|
| 1: 燃焼器 | 7: 隔壁円板 | 15: 圧縮空気 |
| 3: バーナー組立体 | 10: 緩慢燃焼ノズル | 16: 燃料 |
| 3a: 筒体 | 11: 燃料ノズル | 17: 拡散火炎 |
| 4: ノズルプレート | 12a, 12b: 燃料ノズル管 | 28: 燃料ノズル |
| 5: パイロットバーナー | 13: 旋回器 | 29: 空気ノズル |
| 6: 緩慢燃焼バーナー | 14: 圧縮空気チャンバ | |

【図2】

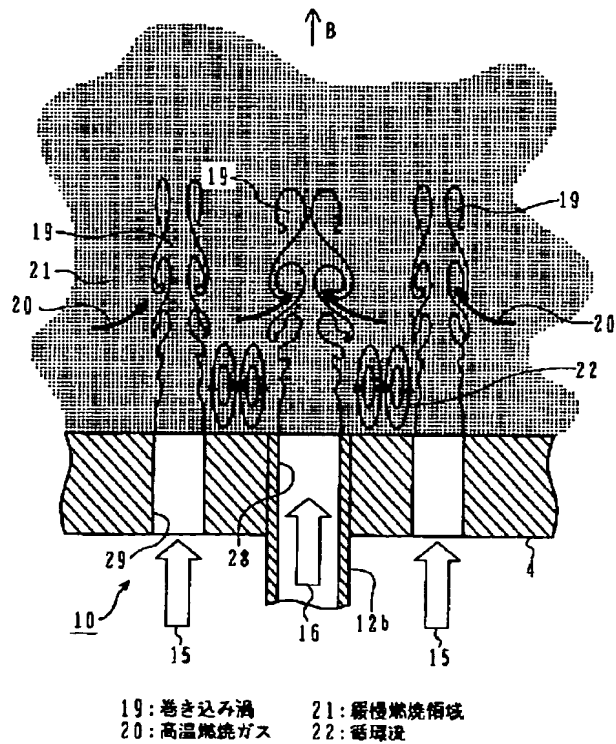


【図3】



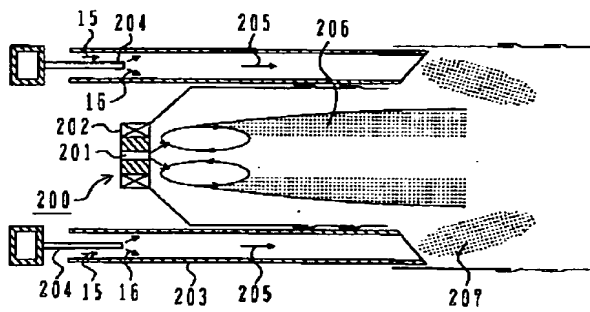
1: 燃焼器
101: 圧縮器
103: タービン部
104: 再生熱交換器
105: 圧縮空気通路
106: 燃焼ガス通路
107: 排ガス通路
G: ジェネレータ

【図4】

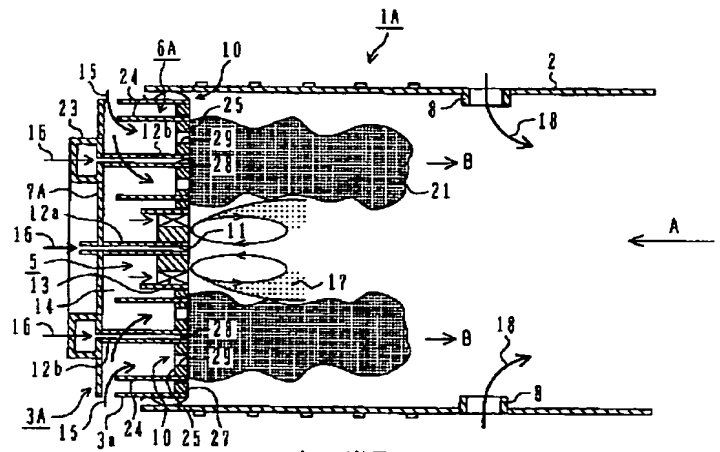


19: 巻き込み渦
20: 高温燃焼ガス
21: 緩慢燃焼領域
22: 循環流

【図5】

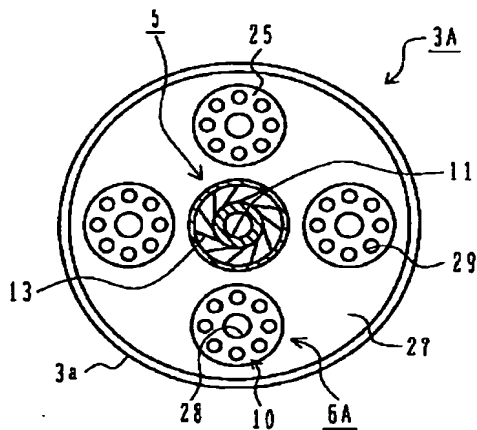


【図6】



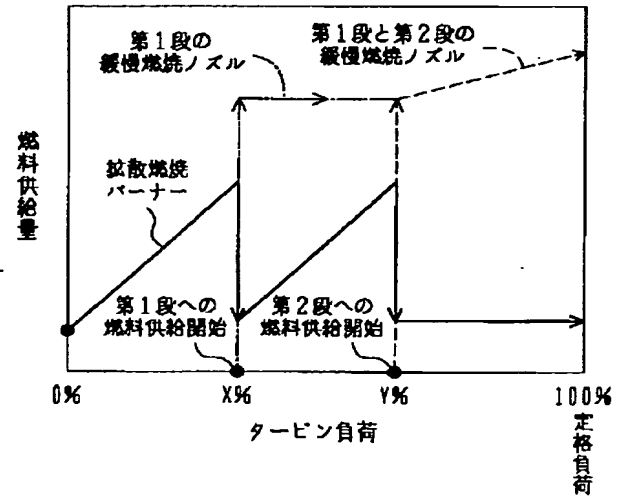
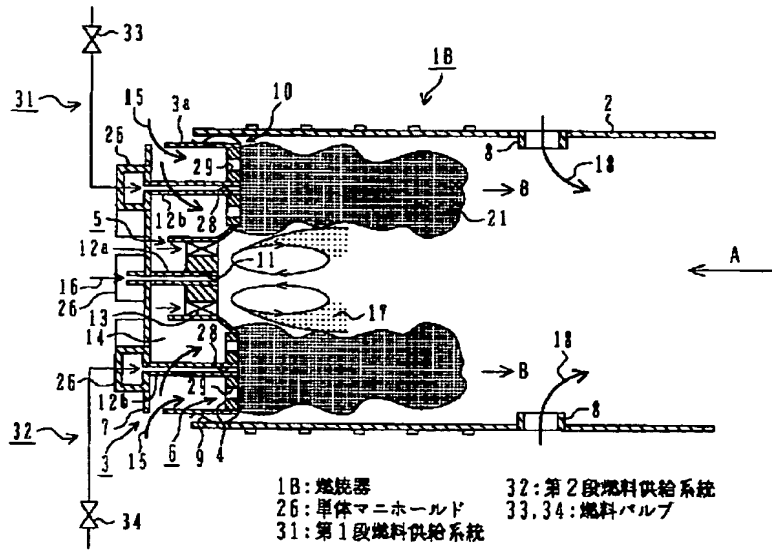
1A: 燃焼器
3A: パーナー組立体
6A: 緩慢燃焼パーナー
7A: 隔壁円板
23: 環状マニホールド
24: パーナーケース
25: 円板
27: プレート

【図7】



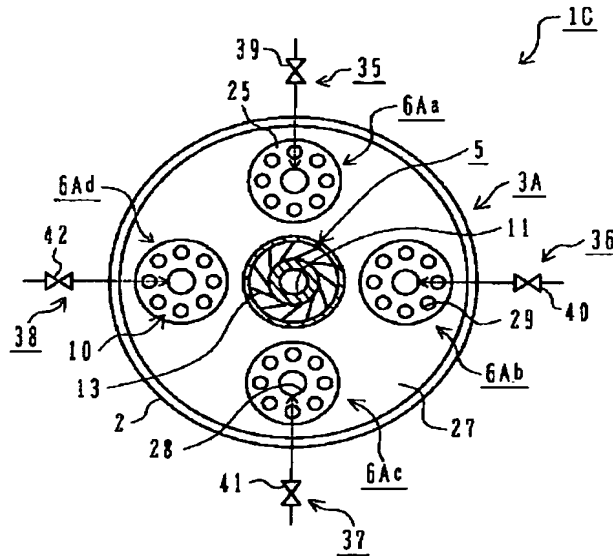
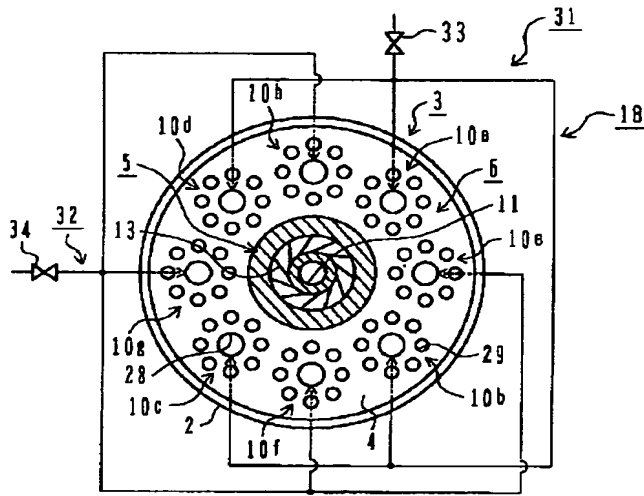
【図8】

【図10】



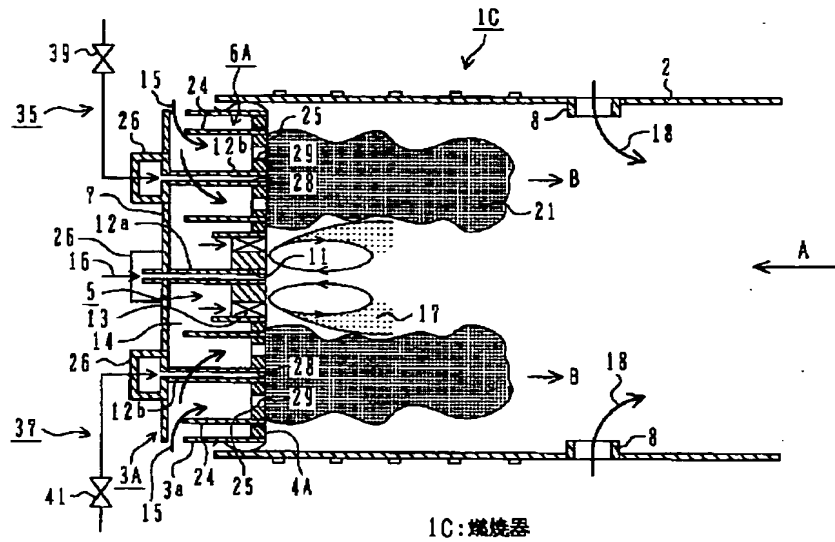
【図9】

【図12】

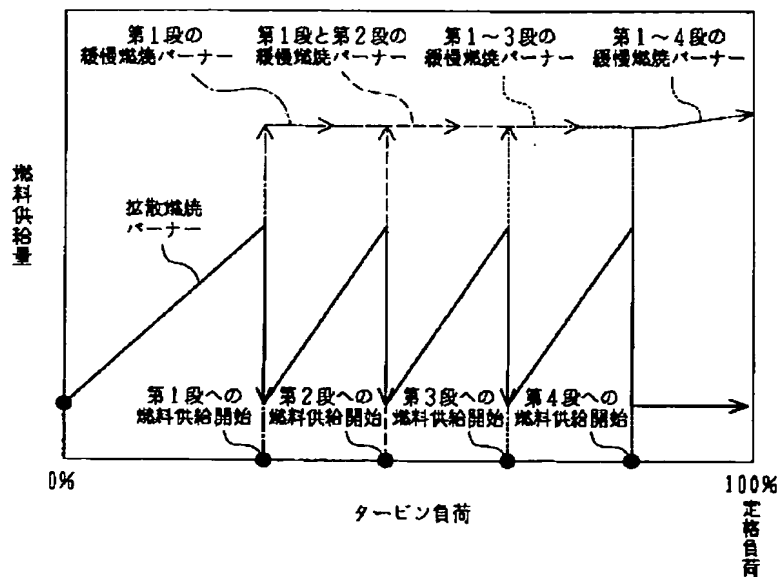


- 35: 第1段燃料供給系統
- 36: 第2段燃料供給系統
- 37: 第3段燃料供給系統
- 38: 第4段燃料供給系統
- 39, 40, 41, 42: 燃料バルブ

【図11】



【図13】



フロントページの続き

(72)発明者 小泉 浩美
茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株
式会社日立製作所電力・電機開発研究所内

(72)発明者 小林 成嘉
茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株
式会社日立製作所電力・電機開発研究所内

Fターム(参考) 3K019 AA06 BA04 BB02 CC01

3K065 TA01 TA14 TC08 TD05 TG04

TH01 TH19 TJ03 TJ06 TL03

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☒ ~~FADED~~ TEXT OR DRAWING
- ☒ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ ~~GRAY~~ SCALE DOCUMENTS
- ☒ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.